

纵向波纹隔热屏气膜冷却特性实验

王敏敏, 赵 熙, 林 莉, 康清亮
(中国航空发动机集团有限公司 贵阳发动机设计研究所, 贵阳 550081)

摘 要: 针对加力燃烧室纵向波纹隔热屏气膜冷却效果开展了细致的实验研究,利用红外热像仪测量了隔热屏壁面的温度分布,分析了隔热屏板型、吹风比、开孔率等参数对气膜冷却效率的影响。实验中板型选取了平板和纵向波纹隔热屏,吹风比变化范围是 0.5~3.0,开孔率变化范围是 1.4%~3.7%。结果表明:相比于平板隔热屏的气膜冷却效率沿程逐渐增加,纵向波纹隔热屏的气膜冷却效率随波纹板的起伏而起伏且大于平板隔热屏;随着吹风比的增加气膜冷却效率逐渐加大,在吹风比为 3.0 时达到最大值;气膜冷却效率在波峰处低,波谷处高,整体上随波纹板的起伏而波动,吹风比越小,气膜冷却效率随波纹板的起伏变化越明显;高吹风比(吹风比为 2.0~3.0)下,气膜冷却效率沿程变化与增幅较为缓慢;整体上,随着开孔率的增加气膜冷却效率逐渐加大,小开孔率(开孔率为 1.4%、2.7%)下的气膜冷却效率相差不大,但在次流背风侧,开孔率小的气膜冷却效率要小于开孔率大的气膜冷却效率。

关 键 词: 纵向波纹隔热屏; 气膜冷却; 冷却效率; 红外热像仪; 吹风比

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Experiment on film cooling characteristics for longitudinal corrugated heat-shield

WANG Minmin, ZHAO Xi, LIN Li, KANG Qingliang
(Guiyang Engine Design Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Guizhou 550081, China)

Abstract: Detailed experimental study on film cooling effect of one afterburner longitudinal corrugated heat-shield was carried out. The surface temperature distribution of the heat-shield was captured by an infrared thermal imaging camera. The influence of adiabatic cooling efficiency was analyzed by different plate types, blow ratios and perforated percentages. In the experiment, flat panel and longitudinal corrugated heat-shield were adopted; the range of blow ratio was 0.5—3.0; the perforated percentage was 1.4%—3.7%. Results showed that, the film cooling efficiency of longitudinal corrugated heat-shield fluctuated with the fluctuation of corrugated plate structure and became larger than that of flat panel, while the film cooling efficiency of flat panel increased gradually along the way; with the increase of blow ratio, the film cooling efficiency increased gradually and reached to the maximum when the blow ratio increased to 3.0; the film cooling efficiency on the valley of the longitudinal corrugated surface was relatively higher than that on the wavy peak; the smaller the blow ratio, the more obvious the change of the film cooling efficiency with the fluctuation of

收稿日期:2019-06-05
作者简介:王敏敏(1990—),女,工程师,硕士,主要从事热端部件冷却技术研究。

引用格式:王敏敏,赵熙,林莉,等.纵向波纹隔热屏气膜冷却特性实验[J].航空动力学报,2019,34(12):2648-2655. WANG Minmin,ZHAO Xi,LIN Li,et al. Experiment on film cooling characteristics for longitudinal corrugated heat-shield[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(12):2648-2655.

corrugated plate; the film cooling efficiency changed and increased slowly along the high blow ratio (blow ratio of 2.0—3.0). As a whole, the film cooling efficiency increased gradually with the increase of the perforated percentage, and the film cooling efficiency at small perforated percentage (perforated percentage of 1.4%, 2.7%) was not much different, but on the leeward side of secondary flow, the film cooling with large perforated percentage was high.

Key words: longitudinal corrugated heat-shield; film cooling; cooling efficiency; infrared thermal imaging camera; blow ratio

为增强机动性能,现代高性能的航空发动机广泛采用带加力燃烧室的结构。然而,经加力燃烧室燃烧后的燃气温度一般可达 2 000 K,甚至更高^[1],远远超过了加力燃烧室筒体材料可承受的温度极限,此外,加力燃烧室内气流的速度高,压力低,极易发生振荡燃烧。为保证加力燃烧室安全可靠的工作,目前,国际上多采用多孔的隔热屏结构,将热燃气与加力筒体隔开,可以有效地防止燃烧室的过热和振荡燃烧^[2]。隔热屏依据横、纵向截面形状的不同,可分为纵向波纹隔热屏、横向波纹隔热屏以及平板隔热屏 3 类。纵向波纹隔热屏因具有冷却效果好、质量轻等优异性能,得到了较为广泛的关注。

国内外研究人员对纵向波纹隔热屏开展了一定数量的研究^[3-18]。Singh 等^[4]数值研究了主流雷诺数等对纵向波纹隔热屏冷却效率的影响,指出冷却效率随着主流雷诺数的增加逐渐加大,当主流雷诺数增加到 3.79×10^5 后,冷却效率略有下降;Funazaki 等^[3]对离散孔纵向波纹隔热屏开展了实验研究,指出波谷区的低动量区有利于降低壁面温度;唐婵等^[7]数值研究了冷却通道高度及波纹板高度等参数对冷却效果的影响,指出降低冷却通道高度和减小波纹板高度,有助于提高冷却效果;王寅会等^[13]对纵向波纹隔热屏不同开

孔位置处气膜孔流量系数开展了实验研究,结果表明,不同开孔位置处的流量系数有很大差异。

作者在文献追踪中发现,关于纵向波纹隔热屏的研究大都是基于数值仿真进行的,实验研究相对较少。因此,本文对纵向波纹隔热屏开展了实验研究,利用红外热像仪对不同板型、吹风比、开孔率等参数下的隔热屏壁面冷却效果进行了细致的测量与分析,以获得纵向波纹隔热屏气膜冷却效果的影响规律。

1 实验系统与实验件

1.1 实验系统

实验系统示意图如图 1 所示。组成部件主要有气源、阀门、主流管道、次流管道、单管燃烧室、流量计(涡街流量计与玻璃转子流量计,精度等级均为 1.5)、稳压段、实验段、压力扫描阀、红外热像仪等部件和测量设备。由离心鼓风机供给的主流气体由进气阀调节流量大小,经涡街流量计测量流量后流入单管燃烧室,经与航空煤油混合后燃烧加热,通过调节燃烧室的供油量将主流气体加热到实验所需的温度后进入主流稳压段,经稳压段出口金属格栅出来的均匀、平稳的气流进入到实验段。由单螺杆空气压缩机供给的次流气体,经二次流管道上的玻璃转子流量计测出流量

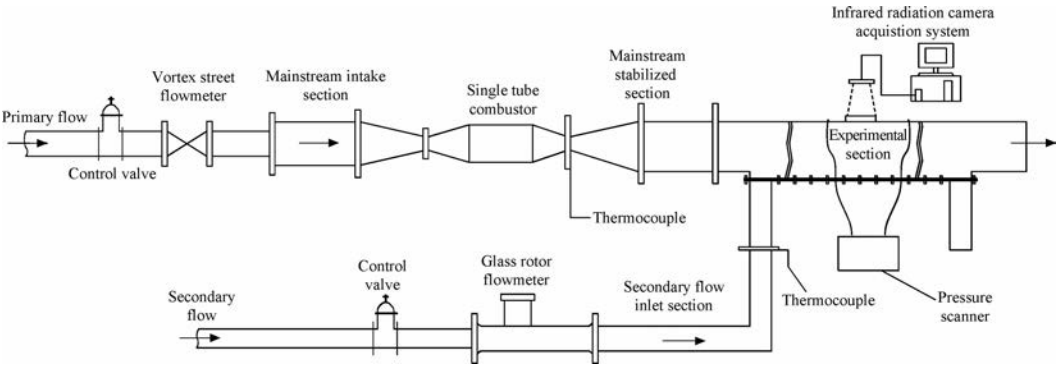


图 1 实验系统示意图
Fig. 1 Scheme of experimental system

后进入次流通道,然后由波纹隔热屏上的小孔进入主流通道,与热燃气混合后由主流通道出口排出。

实验测量示意图如图 2,实验段主要由主流通道、次流通道和纵向波纹隔热屏实验件组成。

主流与次流温度均由镍铬-镍硅热电偶来测量,精度为 0.4%。主流通道侧壁上设有红外热像仪探测窗口,通过红外热像仪来记录隔热屏壁面温度场,由于红外热像仪精度受到周围环境的温度、湿度以及拍摄角度、距离等因素影响,为减小测量误差,在使用热像仪测温过程中,使其尽量处于干燥阴暗环境中,并且针对测量表面用热电偶进行标定,利用得到的修正曲线将红外热像仪测量得到的红外温度场转化为被测表面的真实温度场。此外,主、次通道沿程分别有 14 个静压测量孔与 14 个总压测量孔,静压值与总压值均由压力扫描阀测得,测量精度为 0.05%。图 2 中总压测点在静压测点相对应位置处。

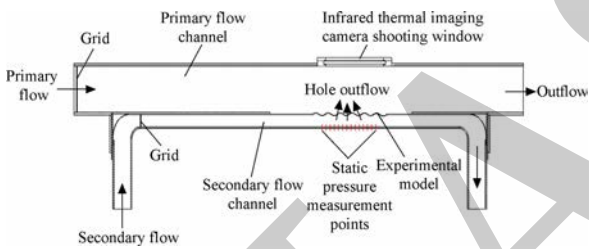


图 2 实验测量示意图

Fig. 2 Scheme of experimental measurements

1.2 实验件

由于实际的纵向波纹隔热屏在周向上具有曲率小、周期性分布的几何特点,且鉴于实验能力有限,在纵向波纹隔热屏周向上选取一段不考虑周向曲率,流向上有 6 个正弦波的隔热屏模型作为实验的研究对象。波纹板结构与气膜孔排布见图 3,其中 A 、 L 分别为隔热屏振幅与周期长度, p 、 s 分别为气膜孔展向间距与流向间距, D 为气膜孔

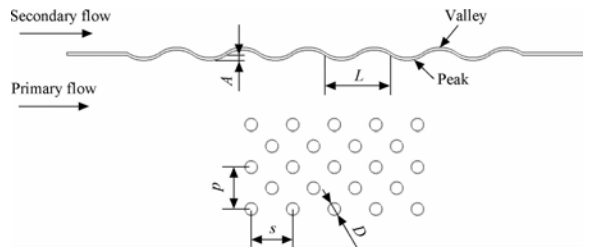


图 3 波纹板结构与气膜孔排布示意

Fig. 3 Corrugated plate structure and film hole arrangement

的孔径。

为了防止气流向两侧漏气,同时将隔热屏实验件固定在主流通道与次流通道之间,在隔热屏两侧设置了侧翼板。隔热屏的厚度为 0.7 mm,气膜孔垂直于波纹板壁面且孔径均为 0.8 mm,实验件实物图见图 4。

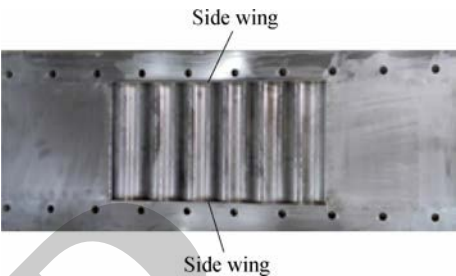


图 4 实验件照片

Fig. 4 Pictures of experimental sections

1.3 数据处理方法

开孔率定义为

$$\varphi = \frac{\pi D^2}{4ps} \tag{1}$$

吹风比定义为

$$M = \frac{q_{m,c}/A_c}{q_{m,\infty}/A_\infty} \tag{2}$$

其中 $q_{m,c}$ 为次流进口质量流量, A_c 为气膜孔的横截面积, $q_{m,\infty}$ 为主流进口质量流量、 A_∞ 为主流通道的横截面积。

综合气膜冷却效率定于为

$$\eta = \frac{T_\infty - T_{aw}}{T_\infty - T_c} \tag{3}$$

式中 T_∞ 、 T_c 分别为主、次流温度, T_{aw} 为隔热屏热侧壁温。

2 实验结果与分析

2.1 板型影响

选取如表 1 所示隔热屏结构(Case 0、Case 1),表 2 所示的实验工况,对比分析板型对隔热屏冷却特性的影响。其中表 1 中 A/L 为无量纲振幅, p/L 为无量纲展向间距, s/L 为无量纲流向间距,间距比 $\alpha = p/s$ 。

图 5 给出了平板隔热屏与纵向波纹隔热屏壁面温度分布,图中横坐标 x/L 无量纲参数,表示隔热屏下游距离 x 与波纹周期长度 L 的比值, $x/L = 1$ 对应隔热屏第一个周期的起始位置(与图中上方波纹曲线对应)。

表 1 不同板型下的结构参数

Table 1 Structural parameters of different plate types

参数	Case 0	Case 1
A/L	0.08	0
s/L	0.04	0.04
p/L	0.08	0.08
α	2.0	2.0
$\varphi/\%$	3.7	3.7

表 2 实验工况参数

Table 2 Experimental condition parameters

参数	数值
$q_{m,\infty}/(\text{kg/s})$	0.217
T_∞/K	700
$q_{m,c}/(\text{kg/s})$	0.0083
T_c/K	293.15

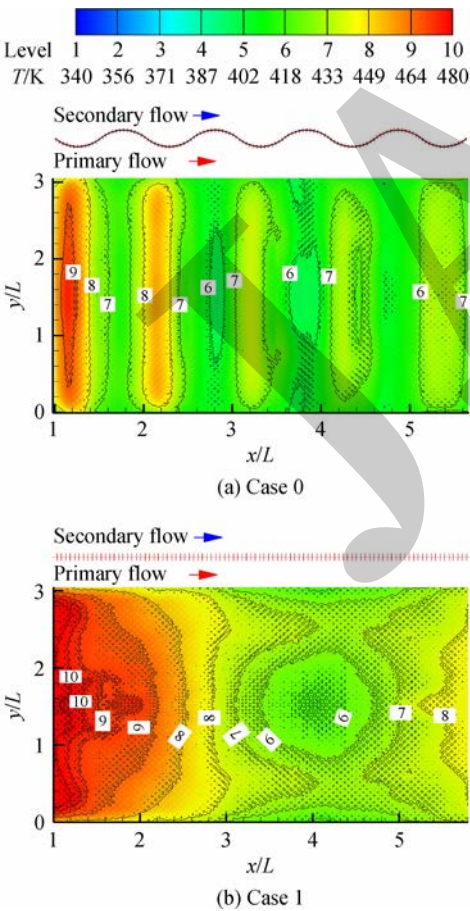


图 5 不同板型下隔热屏壁面温度分布
Fig.5 Distribution of temperature of heat-shield wall on different plate types

由图 5 可以看出,纵向波纹隔热屏的高温区

小于平板隔热屏的高温区,整体上,纵向波纹隔热屏壁面温度呈现出波峰处高,波谷处低的特点。

由于气膜孔方向垂直于隔热屏壁面,平板隔热屏通道又是平直的,气膜出流易被主流燃气带走,较难形成连续稳定的气膜,在一定的冷气用量条件下,随着向下游距离的发展,气膜的叠加作用也相对较弱,因而冷却效果变差,高温区加大。对于纵向波纹隔热屏,靠近主流燃气侧的波峰,直接受到主流燃气的冲刷,冷气出流形成的气膜易被主流燃气带走,使得该处的冷却效果变差,壁面温度升高;波谷处,由于波峰的阻挡,冷气出流形成的气膜可以相对稳定的驻留在波谷区域,冷却效果变好,壁面温度降低,波谷区域气膜的叠加作用加强了对下游波峰区域的冷却,因而随着向下游距离的发展,壁面高温区减小。

图 6 为展向平均综合气膜冷却效率 η 随板型的变化。由图中可知,相比于纵向波纹隔热屏的冷却效率随波纹板的起伏而起伏,平板隔热屏的冷却效率沿程逐渐增加;总体上,纵向波纹隔热屏的冷却效率比平板隔热屏的冷却效率大。

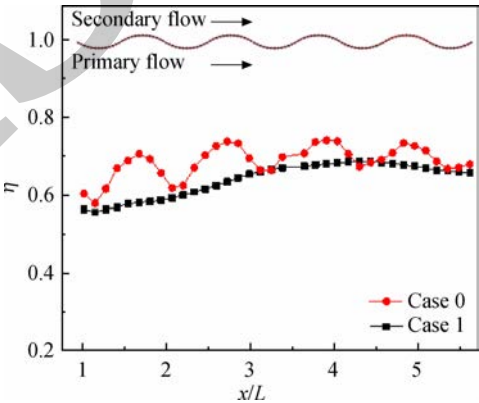


图 6 板型对展向平均综合气膜冷却效率影响
Fig.6 Effect of plate type on laterally-averaged comprehensive film cooling efficiency

2.2 吹风比影响

选取表 1 中 Case 0 结构的纵向波纹隔热屏模型进行实验。主流参数与次流温度为表 2 所示参数,调整次流流量,使得吹风比 M 从 0.5 逐步增加到 3.0,探究吹风对纵向波纹隔热屏冷却特性的影响,具体参数见表 3 所示。

图 7 为吹风比对隔热屏壁面温度影响。由图可以看出:不同吹风比下的隔热屏壁面温度都呈现出波峰处温度高,波谷处温度低的特点,且随着向下游距离发展,壁面温度逐渐降低;整体上,随着吹风比的增加,壁面温度逐渐降低。

表 3 不同吹风比下的次流流量

Table 3 Mass flow of secondary flow under different blow ratios

<i>M</i>	<i>q_{m,c}</i> /(kg/s)	<i>M</i>	<i>q_{m,c}</i> /(kg/s)
0.5	0.008	2.0	0.033
1.0	0.017	2.5	0.042
1.5	0.025	3.0	0.050

图 8 为吹风比对纵向波纹隔热屏展向平均综合气膜冷却效率影响。总体上,冷却效率随着吹

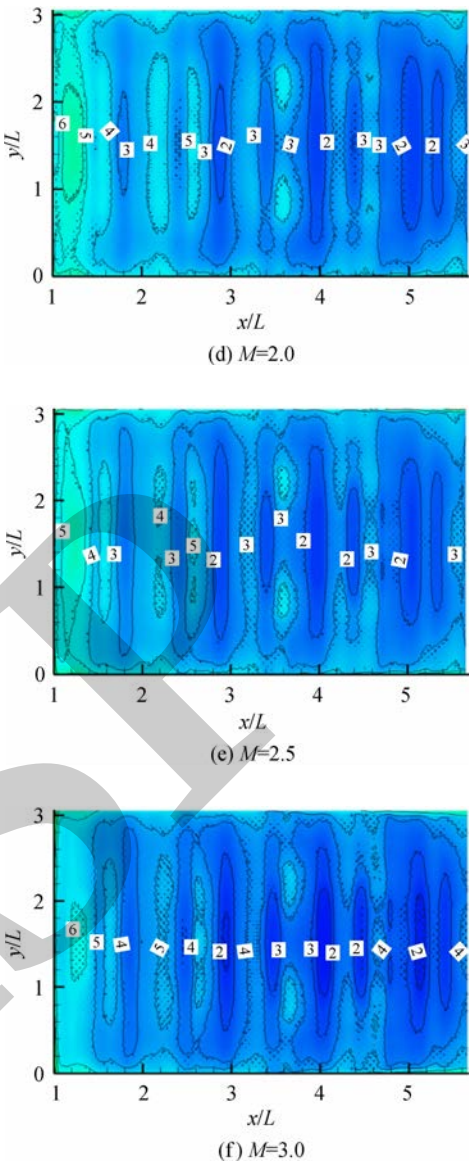
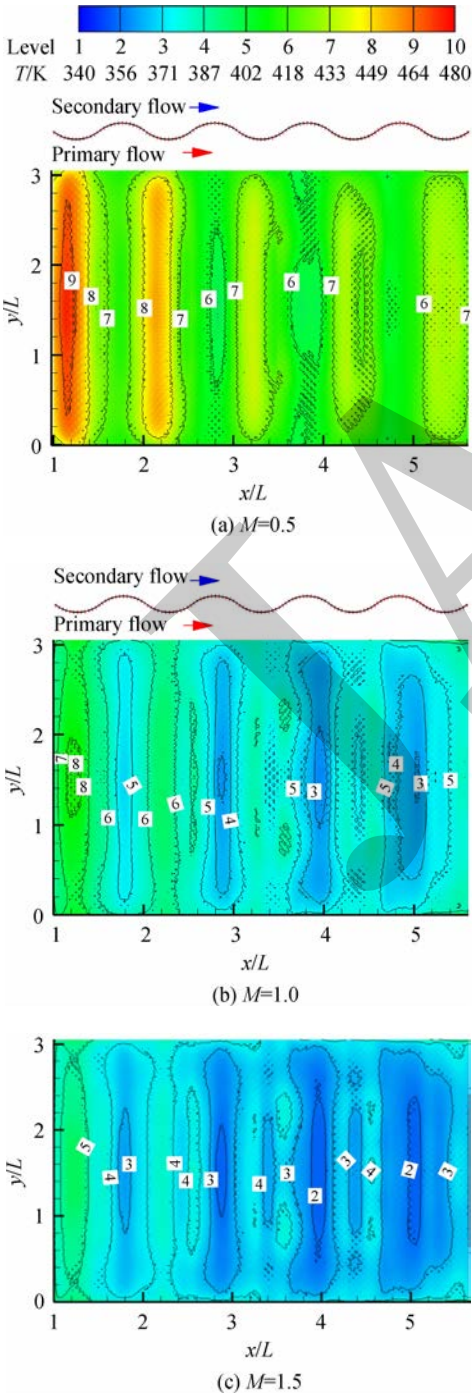


图 7 不同吹风比下隔热屏壁面温度分布
Fig. 7 Distribution of temperature of heat-shield wall on different blow ratios

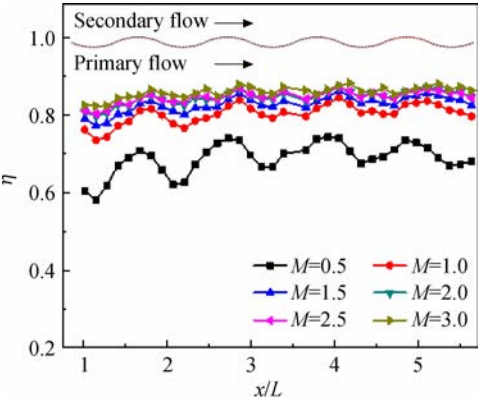


图 8 吹风比对展向平均综合气膜冷却效率影响
Fig. 8 Effect of blow ratio on laterally-averaged comprehensive film cooling efficiency

风比的增加逐渐加大, 约在 $M=3.0$ 时达到最大值; 冷却效率在波峰处较低, 波谷处较高, 整体上随波纹板起伏而波动, 吹风比越小, 冷却效率随波纹板的起伏变化越明显, 这一规律也可以从图 7 中的温度分布规律看出; 高吹风比 ($M=2.0\sim 3.0$) 下, 冷却效率沿程变化与增幅较为缓慢。

吹风比越小, 用于冷却隔热屏的冷气量越少, 气膜孔之间难以形成连续的气膜, 对壁面的保护能力减弱, 因而吹风比越小壁面温度越高。小吹风比条件下的气膜覆盖效果差, 易被主流燃气破坏, 且波峰迎风侧直接受到主流的冲刷, 波峰处的冷却效果较差, 而波谷区域由于上游波峰的阻挡, 气膜流出可以相对稳定地驻留在波谷区域, 冷却效果变好, 壁面温度降低。因而小吹风比条件下, 波纹板几何结构对冷却效率的影响较为明显。

随着吹风比的增加, 用于冷却隔热屏的冷气量加大, 气膜流出在气膜孔之间较易形成连续、稳定的气膜, 对隔热屏壁面的保护能力增强, 因而冷却效果变好, 壁面温度降低, 随着向下游距离的发展, 由于气膜的叠加作用影响, 下游的气膜冷却效果逐渐变好, 壁面温度逐渐降低。当吹风比 M 增加到 3.0 时, 气膜层已经相对完善, 由于气膜孔开孔方向垂直于波纹板壁面, 若进一步增大吹风比, 随着次流流量的增加, 直接冲入主流的冷气流量越来越多, 气膜覆盖效果将会变差, 因而, 当吹风比增加到某个特定的吹风比后, 绝热冷却效率反而会降低。

2.3 开孔率影响

选取表 4 所示的纵向波纹隔热屏模型, 对开孔率 $\varphi=1.4\%, 2.7\%, 3.7\%$ 下的纵向波纹隔热屏模型开展实验, 探究开孔率对纵向波纹隔热屏冷却特性的影响。

表 4 不同开孔率下的结构参数

Table 4 Structural parameters of different perforated percentages

p/L	s/L	α	A/L	$\varphi/\%$
0.13	0.07	2	0.08	1.4
0.10	0.05	2	0.08	2.7
0.08	0.04	2	0.08	3.7

在相同的吹风比条件下, 随着开孔率的变化, 壁面单位面积冷气量将会改变。为了对比分析在相同的壁面单位面积冷气用量的条件下, 开孔率对冷却特性的影响, 选取表 5 所示的实验工况。

图 9 给出了不同开孔率下的隔热屏壁面温度分布。由图可以看出: $x/L\leq 2.5$ 的范围内, 在 $\varphi=1.4\%$ 的条件下, 气膜孔尚未形成完整的气膜,

表 5 不同开孔率下的实验工况

Table 5 Experimental conditions of different perforated percentages

$\varphi/\%$	M	$q_{m,c}/(\text{kg/s})$
1.4	1.3	0.008
2.7	0.7	0.008
3.7	0.5	0.008

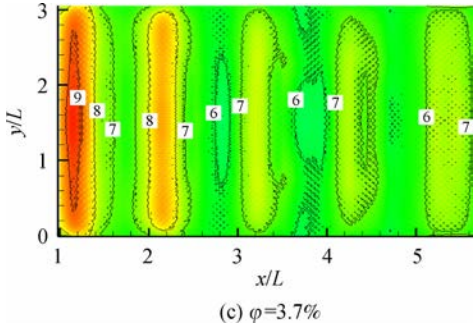
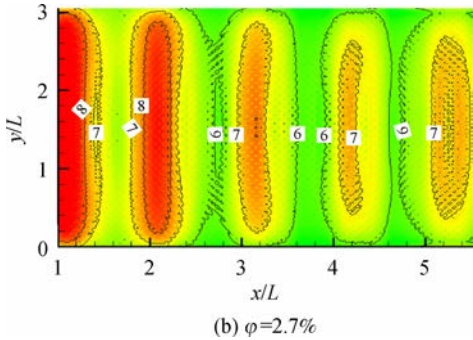
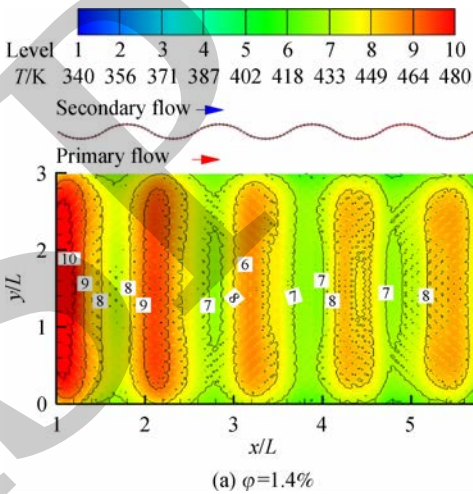


图 9 不同开孔率下隔热屏壁面温度分布
Fig. 9 Distribution of temperature of heat-shield wall on different perforated percentages

存在较大的高温区,随着开孔率的增加,壁面温度得到了较为明显的改善,高温区范围逐渐减小。这是因为,在保证孔径和节距比不变的条件下,由式(1)可知,随着开孔率的增加,气膜之间的展向间距逐渐减小,展向上气膜孔排布较为密集,相邻气膜孔间的出流作用增强,展向壁面气膜覆盖效果变好,壁面温度降低;此外,由表4可知,在相同的单位面积冷气用量条件下,随着开孔率的降低,吹风比逐渐加大,在一定的吹风比范围内,随着吹风比的增加,冷却效率逐渐增加,但是,由于气膜孔出流方向垂直于隔热屏壁面,吹风比过大,容易造成气膜射流向主流的穿透能力增强,气膜贴壁效果变差,冷却效果变差,壁面温度反而会升高。

图10为展向平均综合气膜冷却效率随开孔率的变化。可以看出:在相同的单位面积冷气用量下,整体上随着开孔率的增加冷却效率有所加大;整体上,小开孔率($\varphi=1.4\%$ 和 $\varphi=2.7\%$)下的冷却效率相差不大,但在次流背风侧,开孔率小的冷却效率要小于开孔率大的冷却效率。

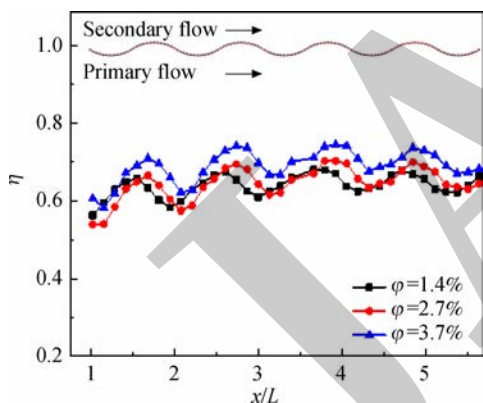


图10 开孔率对展向平均气膜综合冷却效率影响

Fig. 10 Effect of perforated percentage on laterally-averaged comprehensive film cooling efficiency

3 结 论

利用红外热像仪对纵向波纹隔热屏开展了实验研究,测量了隔热屏表面的温度分布,分析了板型、吹风比、开孔率对隔热屏冷却特性的影响,研究表明

1) 平板隔热屏冷却效率沿程逐渐增加,纵向波纹隔热屏的冷却效率随波纹板的起伏而起伏;总体上,纵向波纹隔热屏的冷却效率比平板隔热屏的冷却效率大;

2) 冷却效率随着吹风比的增加逐渐加大,在 $M=3.0$ 时达到最大值;

3) 冷却效率在波峰处低,波谷处高,整体上随波纹板的起伏而波动,吹风比越小,冷却效率随波纹板的起伏变化越明显;高吹风比($M=2.0\sim 3.0$)下,冷却效率沿程变化与增幅较为缓慢;

4) 随着开孔率的增加冷却效率逐渐加大;整体上,小开孔率($\varphi=1.4\%$ 和 $\varphi=2.7\%$)下的冷却效率相差不大,开孔率小的冷却效率要小于开孔率大的冷却效率。

参考文献:

- [1] 季鹤鸣. 第四代歼击机发动机加力燃烧室的技术特点[J]. 航空发动机, 1996, 22(4): 3-12.
- [2] JI Heming. Technical characteristics of afterburner in the fourth generation fighter[J]. Aeroengine, 1996, 22(4): 3-12. (in Chinese)
- [3] 邓明. 航空燃气涡轮发动机原理与构造[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- [4] FUNAZAKI K, IGARASGI T, KOIDE Y, et al. Studies on cooling air ejected over a corrugated wall: its aerodynamic behavior and film effectiveness[R]. ASME Paper 2001-GT-0143, 2001.
- [5] SINGH K, PREMACHANDRAN B, RAVI M R. Experimental and numerical studies on film cooling of a corrugated surface[J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 108(5): 312-329.
- [6] NEALY D A, REIDER S B. Evaluation of laminated porous wall materials for combustor liner cooling[J]. Journal of Engineering For Power, 1980, 102(2): 268-272.
- [7] CHAMPION J W, DESHAIES B, CURTELIN R, et al. Aerodynamical structure of the wall flow over a wavy surface partially cooled by air injection through multiperforations[R]. AIAA 99-1016, 1999.
- [8] 唐婵, 常海萍. 发散孔纵向波纹隔热屏气膜冷却特性[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 18-24.
- [9] TANG Chan, CHANG Haiping. Numerical simulation of effusion holes on the longitudinal ripple heat shield[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 18-24. (in Chinese)
- [10] 常飞, 常海萍, 常国强, 等. 波纹曲面气膜冷却特性数值模拟[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(12): 2093-2095.
- [11] CHANG Fei, CHANG Haiping, CHANG Guoqiang, et al. Numerical simulation of characteristic of film cooling on corrugated wall[J]. Journal of Engineering, 2009, 30(12): 2093-2095. (in Chinese)
- [12] 常国强, 常海萍, 常飞, 等. 多孔纵向波纹表面气膜冷却效率实验研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 513-518.
- [13] CHANG Guoqiang, CHANG Haiping, CHANG Fei, et al. Experimental investigation on film cooling effectiveness of multi-hole at longitudinal wavy surface[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 513-518. (in Chinese)
- [14] NAPOLI P D. Combustor liner with circumferentially an-

gled film cooling holes;US11/5233828[P]. 1993-08-10.

[11] NICOOL R A,VDOVIAK J W. Multi-hole film cooled afterburner combustor liner;US11/5483794[P]. 1996-01-16.

[12] 唐婵,常海萍. 纵向波纹板隔热屏换热特性的数值研究[R]. 北京:中国工程热物理学会传热传质学学术会议, 2005.

[13] 王寅会,常海萍,王玉梅. 纵向波纹隔热屏气膜孔流量系数实验[J]. 航空动力学报,2010,25(8):1758-1762.
WANG Yinhui,CHANG Haiping,WANG Yumei. Experimental investigation on discharge coefficient of film holes in a longitudinal ripple insulated liner[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(8):1758-1762. (in Chinese)

[14] SHINBO K,KOIDE Y,KASHIWAGI T,et al. Research of heat transfer of a liner for an afterburner[R]. AIAA 97-3005,1997.

[15] KASAYAPANAND N, KIATSIRIROAT T. EHD enhanced heat transfer in wavy channel[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer,2005,32(6): 809-821.

[16] VASUDEVIAH M,BALAMURUGAN K. On forced convective heat transfer for a stokes flow in a wavy channel[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer,2001,28(2):289-297.

[17] OHTA T,MIYAKE Y,KAJISHIMA T. Direct numerical simulation of turbulent flow in a wavy channel[J]. Jsme International Journal,1998,41(2):447-453.

[18] 陆永华,常海萍,谈浩元. 纵向波纹隔热屏通道的换热特性[J]. 推进技术,2002,23(3):230-232.
LU Yonghua,CHANG Haiping,TAN Haoyuan. Heating transfer of longitudinal ripple heat shield tunnel[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(3): 230-232. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)